

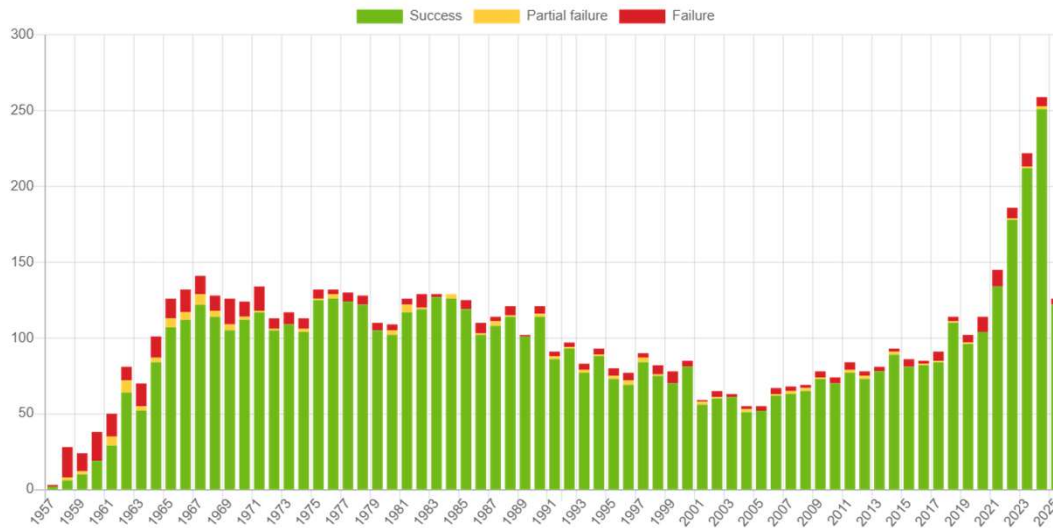
Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale  
Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale***  
***«Analisi del sistema di lancio orbitale “Spinlaunch”»***

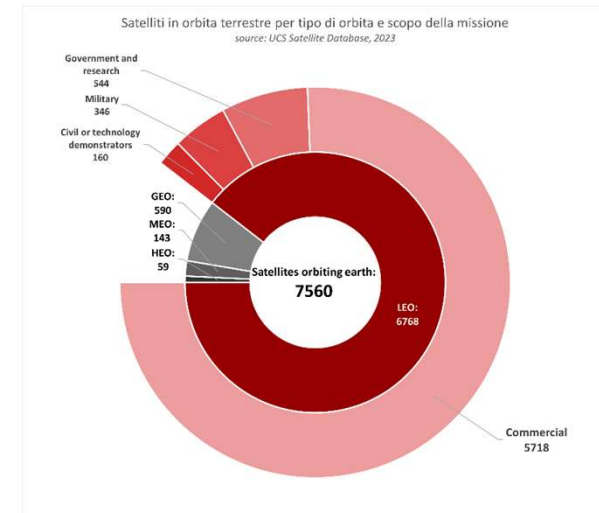
Tutor universitario: Prof. Ugo Galvanetto

Laureando: *Daniele Gerussi*

Padova, 15/07/2025



Andamento per anno dei lanci spaziali dalla Terra [1]

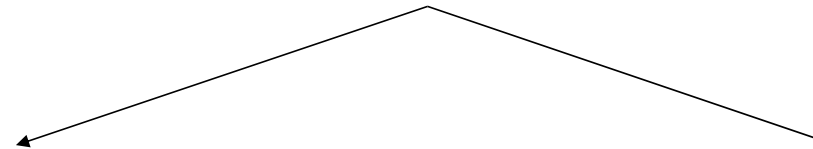


Composizione della popolazione satellitare Terrestre, con dettaglio dell'orbita bassa Terrestre (LEO) [2]

- Forte picco di lanci spaziali negli ultimi anni, con previsioni di ulteriore crescita futura.
- I satelliti in orbita terrestre sono soprattutto in orbita bassa, di questi una grandissima parte è ad uso commerciale, dato comunque gonfiato dalle missioni Starlink.
- I veicoli di lancio tradizionali hanno elevata capacità di carico, ma non è conveniente utilizzare un lanciatore vuoto.
- Non esistono valide opzioni per le piccole missioni senza compromettere la scelta dell'orbita.



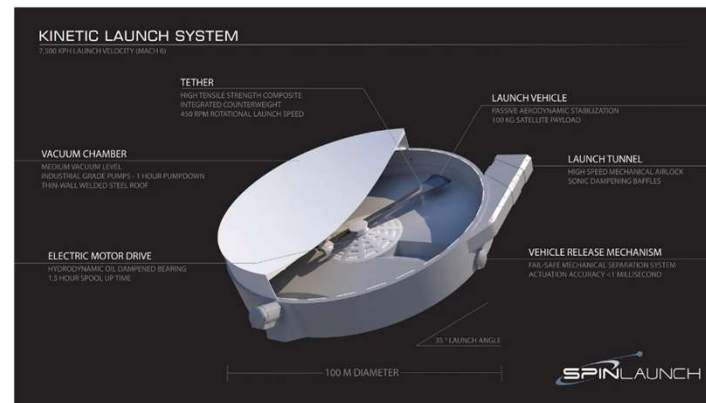
Il progetto di Spinlaunch: un lanciatore cinetico che accelera a terra il payload destinato all'orbita, mirando a soddisfare i bisogni delle piccole missioni.



## Vantaggi e svantaggi pratici

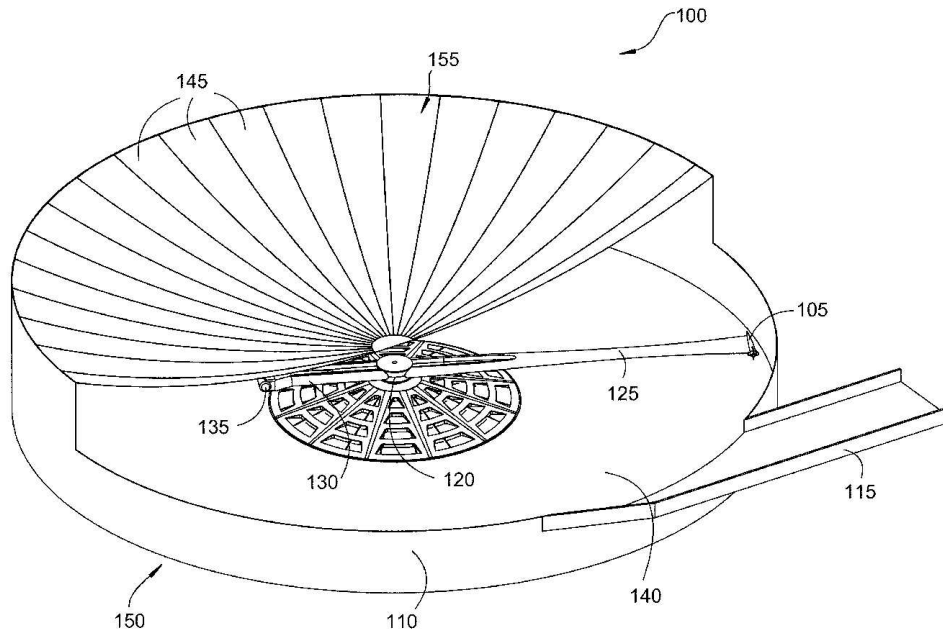
- Risparmio di carburante e intervallo breve tra lanci
- Applicazione a basi extraterrestri
- Note di sostenibilità ed aspetti economici

- Requisiti di missione speciali
- Rischi e 'failure modes'



## Analisi delle criticità principali

- Braccio di trattenimento
  - Analisi dei carichi e geometria
  - Materiali e sezioni
  - Metodi costruttivi
  - Sistema di rilascio
- Vibrazioni da squilibrio del rotore
  - Rilascio del contrappeso
  - Lancio consecutivo
  - Recupero dell'energia



*Diagramma esemplificativo del sistema di lancio orbitale*

Il payload viene assicurato all'estremità di un braccio di trattenimento messo in rotazione all'interno di una camera a vuoto parziale. Una volta raggiunta la velocità desiderata, esso viene rilasciato e abbandona la camera di lancio attraverso il canale di uscita lungo una traiettoria balistica. Negli strati più rarefatti dell'atmosfera, un motore a razzo di piccole dimensioni fornisce il DeltaV finale [3].

### Componenti principali [3]

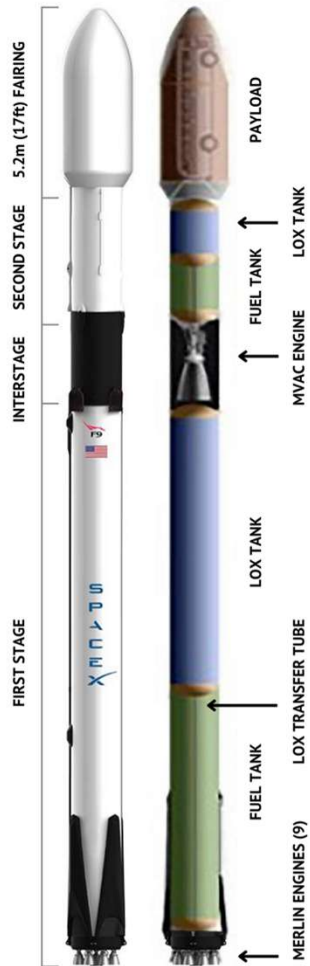
- 105 – Payload
- 135 – Contrappeso
- 130 & 125 – Braccio di trattenimento
- 150 – Camera di lancio a vuoto parziale
- 115 – Canale di uscita

### Dati indicativi [3] [4]

- Velocità angolare nominale: 535 giri/min (56.3 rad/s)
- Velocità di lancio: fino a 2800 m/s
- Lunghezza del braccio di trattenimento: 45 m
- Diametro della camera di lancio: 100 m



FALCON 9



I lanciatori tradizionali sono limitati dall'equazione del razzo di Tsiolkovsky:

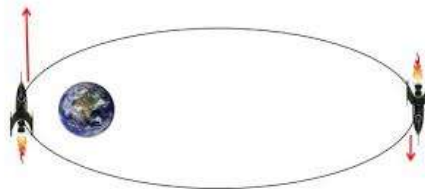
$$\Delta V = v_e \ln \frac{m_0}{m_f} = I_{sp} g_0 \ln \frac{m_0}{m_f}$$

Che impone un rapporto minimo tra la massa di propellente da espellere e quella del veicolo a secco.

Possiamo ricavare il propellente richiesto come:

$$m_0 - m_f = m_f (e^{\Delta V / v_e} - 1)$$

Ulteriori incrementi di efficienza si devono all'effetto Oberth e alle ridotte perdite gravitazionali, entrambe conseguenza della velocità iniziale [5] [6].



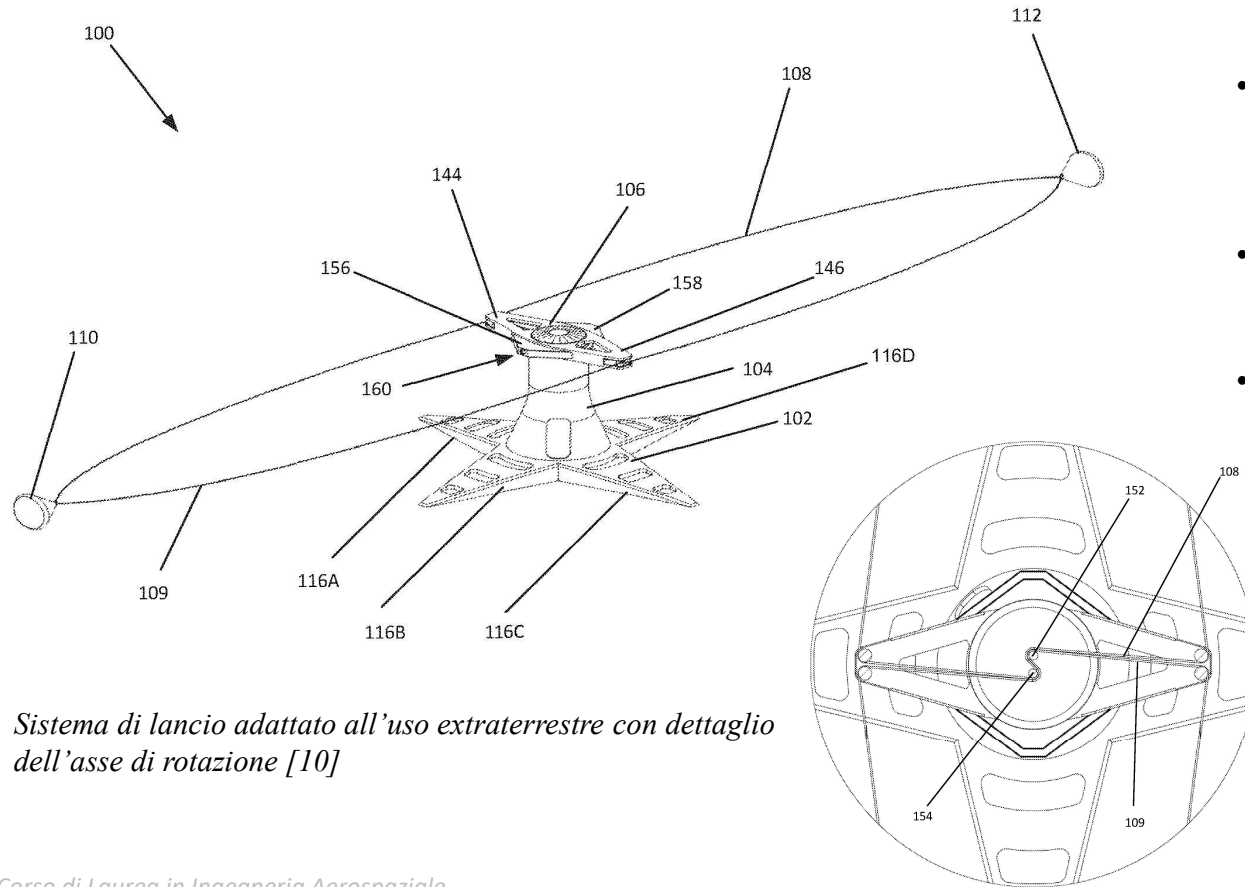
Uno dei vantaggi presentati dal progetto di Spinlaunch è la possibilità, vista l'assenza di lunghe procedure di preparazione, di lanciare più razzi consecutivamente in tempi brevi.

Eventi della sequenza di lancio	
Evento	Tempo di inizio
Pump Down of Circular Mass Accelerator Structure	L0-60 min
Spinup of Motor	L0-30 min
Release Launch Vehicle	L0-3 msec
Launch	L0
Fairing/Sabot Separation	L0 + 45 sec
First Burn Start	L1, L0 + 60 sec
First Burn Complete	L1 + 128.1 sec
Second Burn Start	L2
Second Burn Start	L2 + 11.3 sec

Tempi di turnaround tipici dei sistemi di lancio riutilizzabili più comuni			
Launch system/Vehicle	Turnaround time (Confirmed)	Turnaround time (fastest)	Turnaround time (planned)
SpaceX Falcon 9	20-30 giorni	9 giorni	1-3 giorni
Rocket Lab Electron	N/A	2 giorni	1-2 giorni
NASA Space Shuttle	88 giorni	27 giorni	30 giorni
Spinlaunch	TBD	TBD	2-3 ore

[7] [8] [9]

Gli ultimi anni hanno visto una crescita di interesse verso la creazione di basi permanenti sulla Luna e su Marte. Con questo insorge la necessità di riportare materiale a Terra per ricerca scientifica o altri motivi.



*Sistema di lancio adattato all'uso extraterrestre con dettaglio dell'asse di rotazione [10]*

- Una atmosfera sufficientemente rarefatta elimina la necessità di una camera di lancio a vuoto
- Un sistema per uso lunare o planetario deve essere ragionevolmente trasportabile
- L'uso di un sistema di trattenimento flessibile richiede che il payload venga inizialmente fissato all'asse.

109 – Cavi di trattenimento  
112 – payload/contrappeso  
158 – punti di accoppiamento al payload  
106 – sistema di avvolgimento dei cavi di trattenimento

Launch Method	Cost per kg (USD)
SpaceX Starship (USA)	\$150 – \$1,000 [7]
SpaceX Falcon Heavy (USA)	\$2,350 [7]
SpaceX Falcon 9 (USA)	\$1,000 – \$4,500 [7]
Rocket Lab Electron (USA)	\$25,000 [9]
Virgin Orbit (UK, USA)	\$24,000 [11]
Firefly Alpha (USA)	\$12,800 [11]
Long March 11 (CN)	\$10,000 [11]
Vega-C (EU, ITA)	\$ 12,500 [12]
Atlas V 551 (EU)	\$8,150 [12]
<b>SpinLaunch</b> (USA)	\$1,250 – \$2,500 [4]



*Rendering di una possibile base di lancio con impianti di accumulo dell'energia*

Spinlaunch offre alle piccole aziende di lanciare il proprio satellite in missioni dedicate.

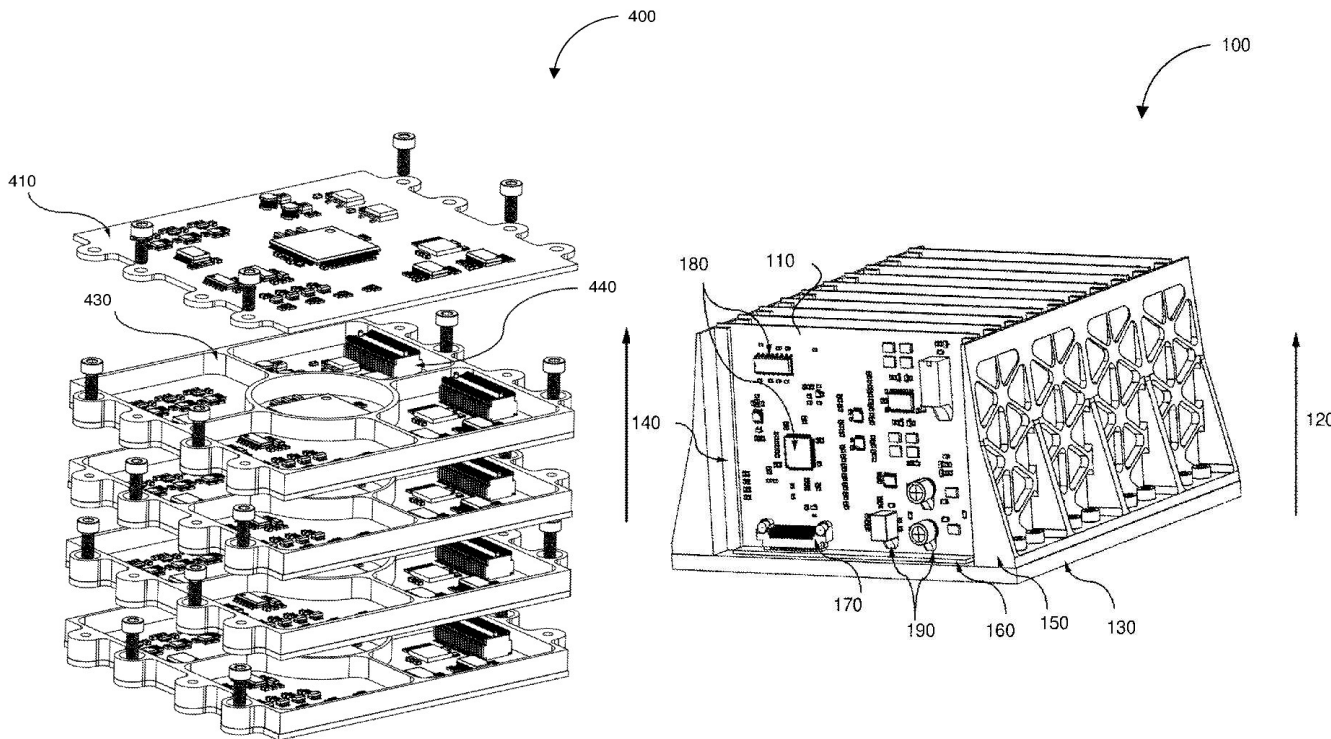
Il costo per kg di payload lanciato in LEO deve essere quindi competitivo o comunque abbastanza vicino per rendere appetibile il vantaggio della missione ad hoc.

L'affidamento dell'accelerazione iniziale ad una infrastruttura a terra e l'utilizzo di energia elettrica, generabile in loco permette di abbassare significativamente i costi.

Utilizzare un motore elettrico per l'accelerazione del payload consente di recuperare l'energia del braccio di trattenimento rimasto in rotazione.

L'energia elettrica può essere prodotta da fonti rinnovabili o da reattori nucleari modulari ed essere immagazzinata per essere pronta all'uso.

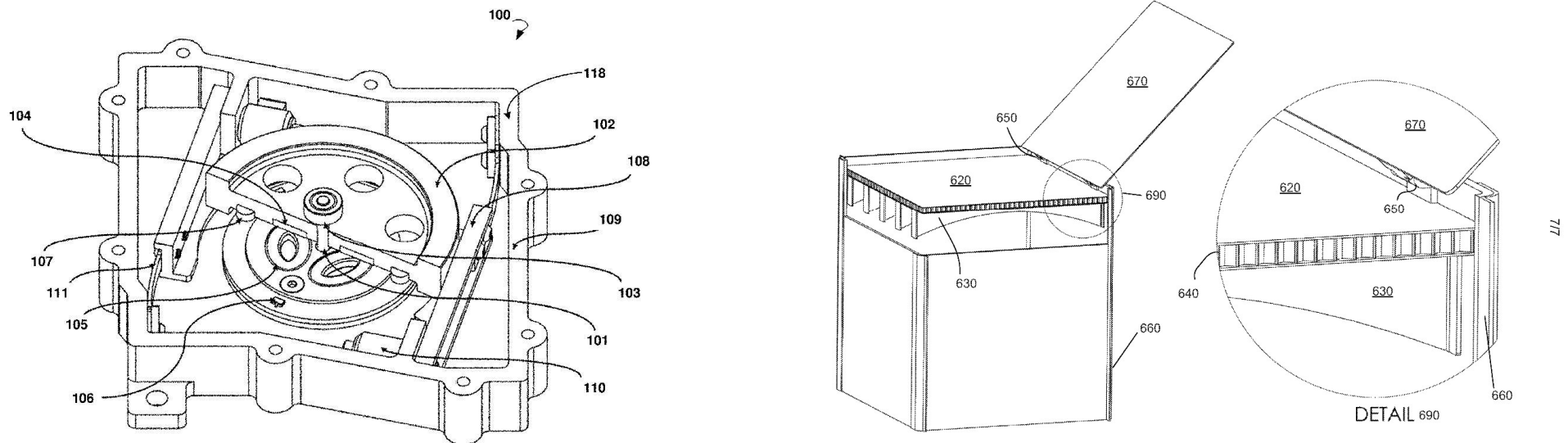
Dal concetto del sistema e dai dati iniziali è evidente la difficoltà posta dalle notevoli accelerazioni centripete agenti sul payload. Dai dati indicativi di progetto si può calcolare che per lanciare un veicolo a 9000km/h si raggiungerebbe un'accelerazione centripeta di 142636 m/s<sup>2</sup>, pari a 14500 volte l'accelerazione gravitazionale sulla superficie terrestre.



*Schema di possibili configurazione di schede elettroniche caricate in compressione e in tensione [13]*

- I componenti normalmente utilizzati nei satelliti potrebbero non essere in grado di sopportare queste sollecitazioni
- I circuiti elettronici devono essere rinforzati o disposti in modo da evitare momenti flettenti sulle schede
- I componenti saldati sono in grado di sostenere le accelerazioni, al più con un rinforzo in resina epossidica.

Con particolari accorgimenti anche componenti tipici dei satelliti possono essere rinforzati ('Ruggedized') per l'utilizzo in sistemi di lancio come quello di Spinlaunch.



*Ruote di reazione e pannelli solari rinforzati per l'uso su lanciatori cinetici [15] [16]*

In generale è necessario rinforzare la struttura di ogni componente a bordo del veicolo. Questo comporta un inevitabile aumento della massa e del volume del sistema, riducendo il carico utile trasportabile.

Ad oggi Spinlaunch ha effettuato diversi test in scala con e senza lancio. Nel 2022 un lancio da questo impianto suborbitale ha dimostrato la possibilità di sopravvivenza al lancio di alcuni sistemi di NASA, Airbus, Outpost Space e Cornell University fino a 10000g [4].



*Carico del payload prima di un lancio di prova in scala*

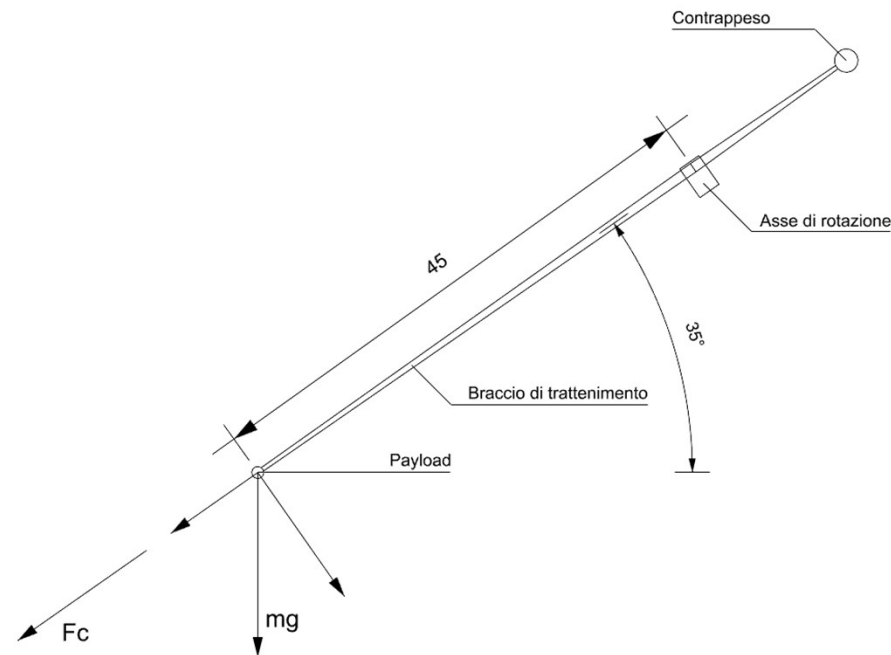


*Sito di lancio in scala presso Space Port America, NM (USA)*

Per quanto riguarda il sistema orbitale, durante la procedura di lancio l'energia in gioco è elevatissima, e il cedimento strutturale di qualsiasi componente dell'impianto può avere effetti catastrofici sull'infrastruttura. È necessario prevedere e prevenire le modalità di fallimento e adottare misure di contenimento di eventuali danni.

Come già accennato, il braccio di trattenimento deve sostenere un carico accentuato dalla marcata accelerazione centripeta.

## Analisi dei carichi e geometria del problema

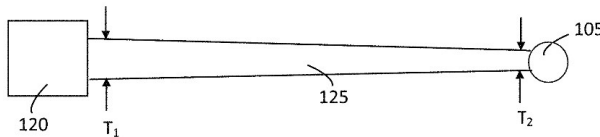


In figura si nota il sistema inclinato di  $35^\circ$  [4] angolo adatto a conferire al veicolo una adeguata velocità orizzontale. La condizione più gravosa si verifica nel punto più basso della traiettoria circolare del payload.

Per il dimensionamento preliminare si sono utilizzati i seguenti dati:

Grandezza	Simbolo	Valore
Massa del Payload	$m_p$	10,000 kg
Lunghezza del braccio di trattenimento	$l$	45 m
Resistenza a trazione	$\sigma_c$	4,180 MPa [17]
Densità del composito	$\rho$	1,635 kg/m <sup>3</sup>

Per ottimizzare la massa del braccio di trattenimento si utilizzerà una sezione variabile; suddividendo il braccio in elementi infinitesimi, ognuno dovrà sostenere il carico generato da quelli successivi, ognuno con la propria accelerazione centripeta, oltre al carico dato dal payload.



Schizzo di braccio a sezione variabile

Possiamo quindi descrivere la forza agente su ogni elemento di braccio come:

$$F_x = a_c m_p + m_p g \sin 35^\circ + \int_x^l \omega^2 x dm$$

Dove:

$$dm = \rho A_x dx$$

$$F_x = A_x \sigma_c$$

Sviluppando l'equazione si ottiene quindi:

$$A_x \sigma_c = a_c m_p + m_p g \sin 35^\circ + \omega^2 \rho \int_x^l \omega^2 x A_x dx$$

La quale, integrando ambo i membri e riordinando, restituisce:

$$\frac{d}{dx} A_x = \frac{\omega^2 \rho}{\sigma_c} (-x A_x)$$

Per cui, applicando una condizione iniziale relativa al carico all'estremità del braccio si ottiene il seguente problema di Cauchy:

$$\begin{cases} \frac{d}{dx} A_x = \frac{\omega^2 \rho}{\sigma_c} (-x A_x) \\ A_0 = C_1 A_x(x = l) \end{cases}$$

Risolvendo il problema di Cauchy, omettendo i passaggi di riordino e semplificazione, si ottiene l'equazione che descrive l'andamento della superficie in sezione del braccio di trattenimento lungo la sua lunghezza:

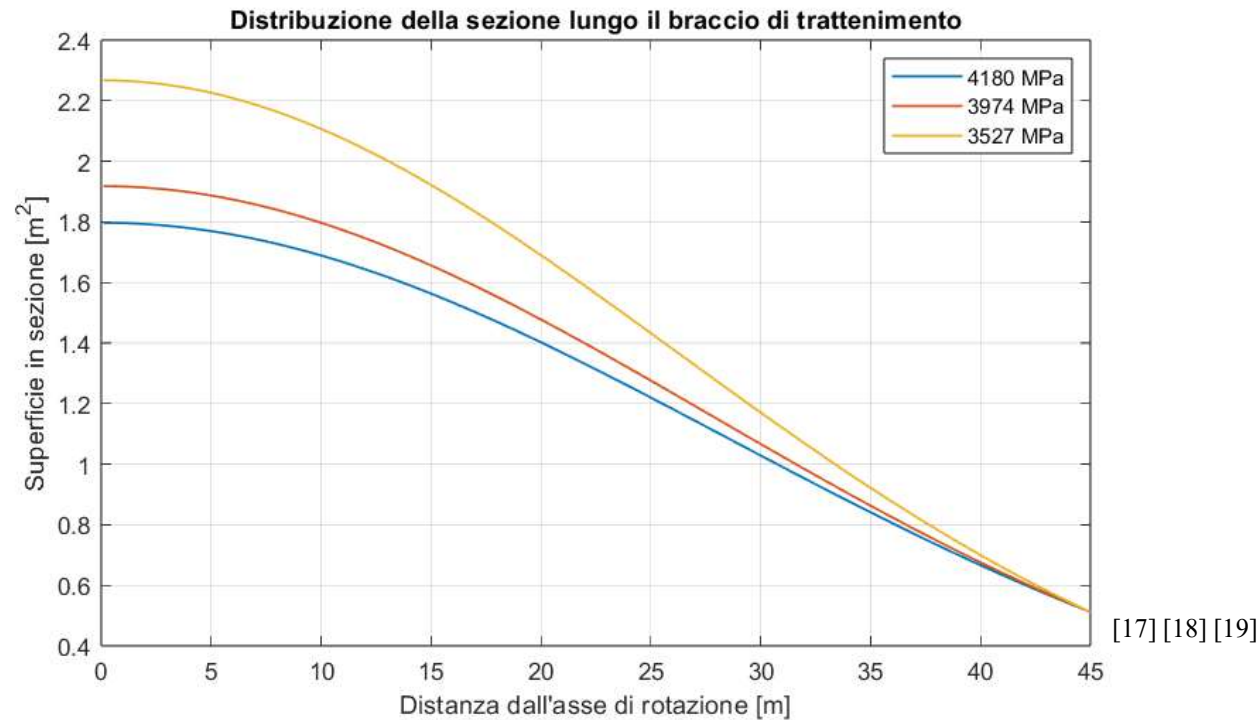
$$A_x = A_0 \exp \left( \frac{\omega^2 l^2 \rho}{2\sigma_c} \left( 1 - \frac{x^2}{l^2} \right) \right)$$

Dove:

$$A_0 = \frac{m_p \omega^2 l}{\sigma_c}$$

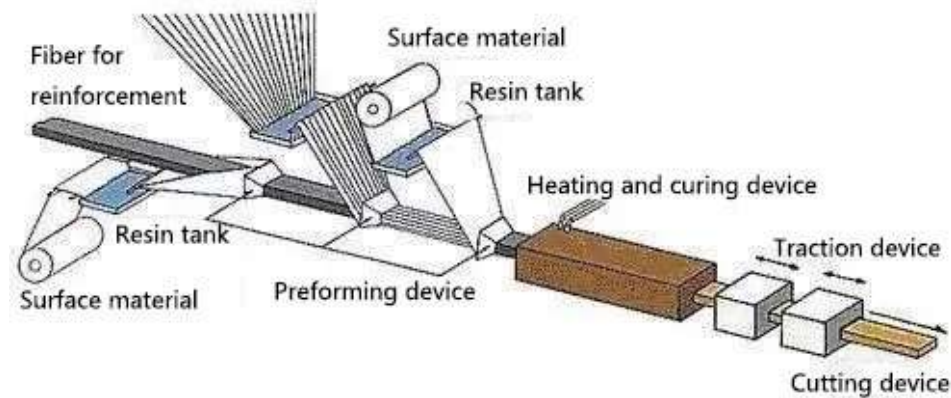
Pari alla sezione necessaria a sorreggere il carico dato dalla massa del payload moltiplicata per l'accelerazione centripeta data dalla rotazione. Questa infatti è la sezione minima sulla lunghezza del braccio.

Le sezioni reali del braccio sono ottenute moltiplicando il risultato dell'equazione per un fattore di sicurezza di 1.5



Le sezioni ottenute lungo il braccio sono molto estese ma raggiungibili adattando i moderni sistemi di produzione già disponibili. Una diminuzione della resistenza a trazione del materiale comporta un aumento molto significativo della sezione, soprattutto alla radice.

Particolare cura dovrà essere prestata per garantire la continuità delle fibre lungo la struttura, in particolare il braccio dovrà aggirare l'asse di rotazione per evitare l'uso di collegamenti che interrompano il composito unidirezionale.



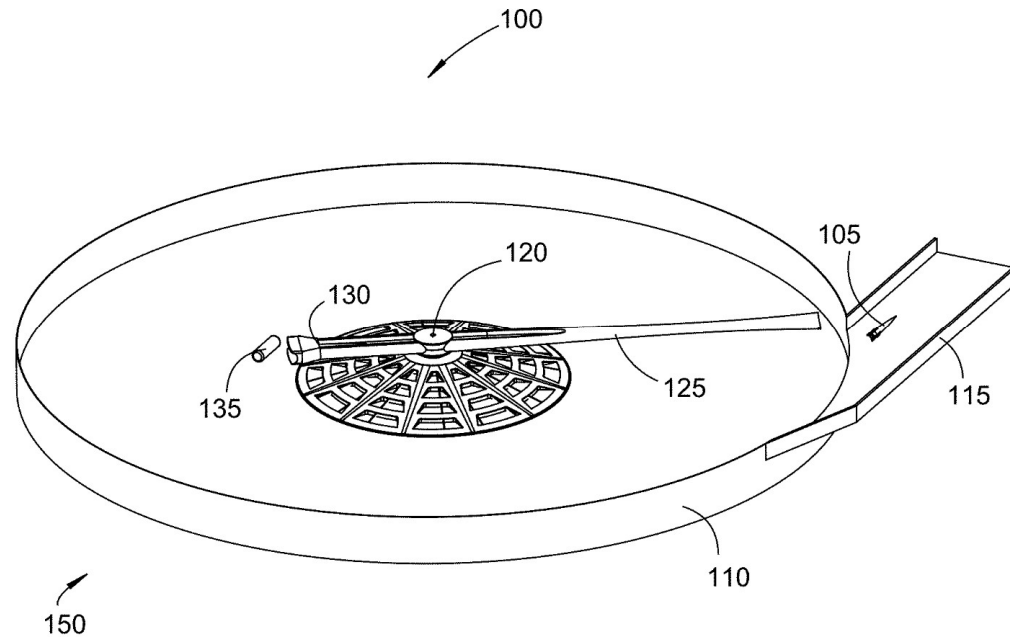
Pultrusion process flow chart

*Schema semplificato del processo di pultrusione [20]*



- Il sistema di rilascio deve sostenere una forza pari a 14500 volte il peso del veicolo, e rilasciarla in modo estremamente rapido
- Data la velocità di rotazione del braccio il rilascio deve avvenire impedendo almeno in parte che il payload continui a ruotare lungo il canale di uscita. Se così non fosse, il payload raggiungerebbe il termine del canale d'uscita con una inclinazione di  $65^\circ$

Successivamente al rilascio del payload, il sistema ancora in rotazione all'interno dell'impianto è fortemente sbilanciato.



Il rilascio del contrappeso, oltre a sprecare la sua energia cinetica (10697 MJ per un contrappeso di 30000kg e un braccio di 15m) pone il problema della dissipazione di questa energia, negando o riducendo molti dei vantaggi del sistema.

Il problema potrebbe essere alleviato realizzando un contrappeso liquido (acqua), ma conviene cercare una soluzione diversa.

Un metodo più efficiente di risolvere il problema dello squilibrio del rotore potrebbe essere quello di lanciare un secondo payload (utile o massa a perdere con paracadute di ritorno) dopo metà rotazione del braccio.

Data la velocità angolare del sistema vorrebbe dire che il mozzo centrale dovrebbe reggere il carico sbilanciato per  $\pi/56.3 = 0.0558$  s.

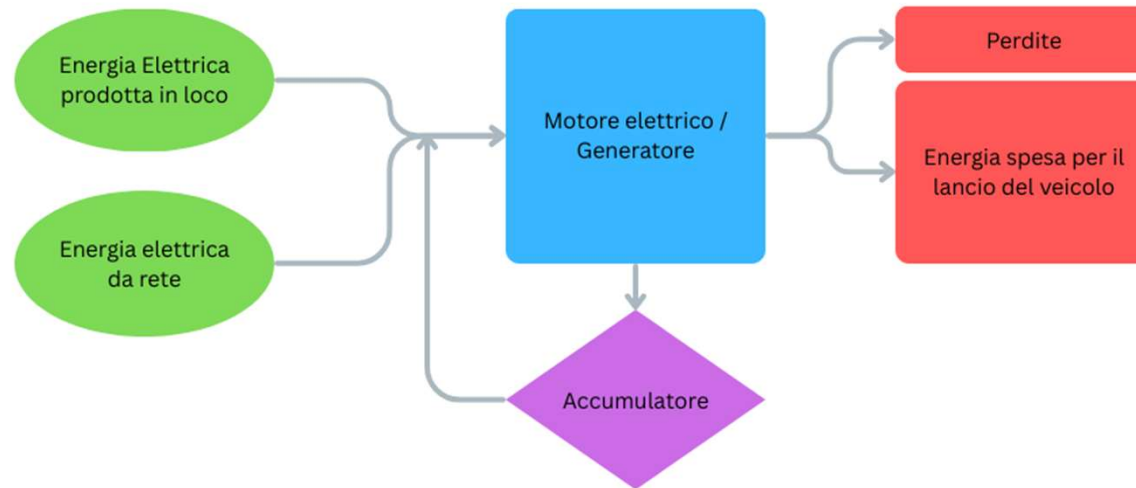
Considerando di realizzare il mozzo centrale in acciaio AISI 4340 con un carico limite  $\sigma_a = 670$ MPa si ottiene:

$$A_{asse} = \frac{m_p \omega^2 l}{\tau_{adm}} \approx 4.26 m^2 \quad \text{dove [23]} \quad \tau_{adm} = \frac{1}{2} \sigma_a$$

Che corrisponde ad un raggio dell'asse di 1.16m, che diventano 1.74m applicando il coefficiente di sicurezza pari ad 1.5

- Dopo il rilascio del Payload, il braccio continua a ruotare per inerzia attorno all'asse.
- Qualunque strada si scelga per la gestione dello sbilanciamento del sistema, l'energia immagazzinata nella rotazione del braccio di trattenimento è considerevole.

È quindi opportuno tentare di recuperare questa energia ed immagazzinarla per riutilizzarla in un lancio successivo. Un possibile schema a blocchi di un impianto del genere potrebbe essere il seguente:



Possiamo effettuare un bilancio energetico del sistema in alcuni casi, sfruttando l'equazione dell'energia cinetica dei corpi in rotazione:

$$E_r = \frac{1}{2} I_{tot} \omega^2 \quad \text{dove} \quad I_{tot} = \sum_{\text{components}} I_j + m_j r_j^2$$

Il momento d'inerzia dei vari componenti (Bracci di trattenimento, payload e contrappeso) sono stati calcolati considerando:

**Bracci di trattenimento:** prismi a base quadrata di lato 1.5m (superficie pari alla sezione media) lunghezza 45m e 15m,  
Densità pari a 1.635 kg/m<sup>3</sup>

**Payload:** Cilindro alto 5m e di diametro 1m, massa 10000kg

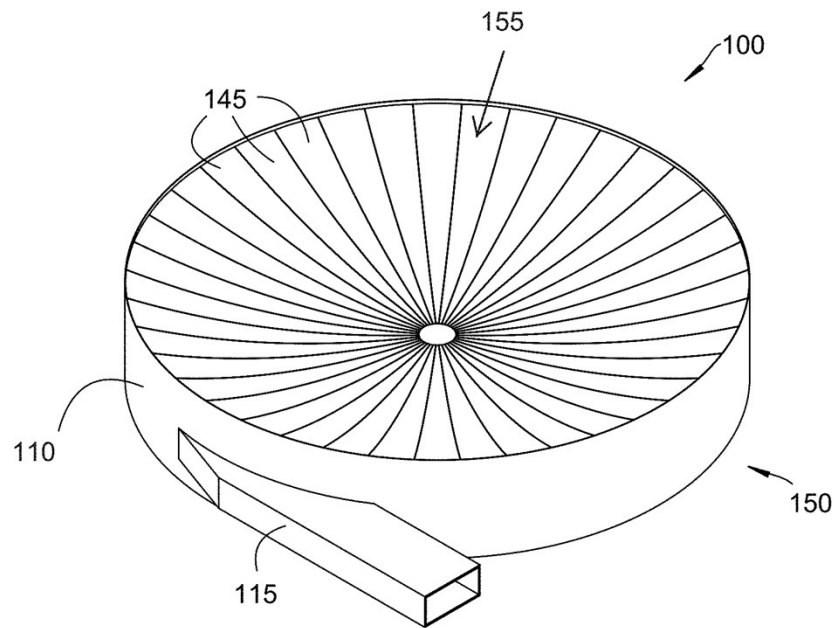
**Contrappeso:** Cilindro alto 5m e di diametro 1m, massa 30000kg (densità molto maggiore)

Si ottiene quindi (Dati in MJ):

Rilasciato:	Energia spesa	Energia persa	Energia recuperata
payload	418080	3284	414796
payload + contrappeso	418080	4437	413643

La potenza richiesta per raggiungere l'obiettivo di Spin-Up in 30 Minuti è quindi (in ogni caso) di 232MW di potenza. Obiettivo raggiungibile [24] ma potrebbe essere opportuno allungare questa fase per ridurre questo dato.

A regime, il sistema ruota ad una velocità angolare di 535 giri al minuto, che si traduce in una velocità ipersonica dell'estremità del braccio (circa Mach 8). Questo danneggerebbe rapidamente il braccio oltre a richiedere moltissima energia in più per la rotazione. Per questo motivo l'intero sistema è posto in una camera a vuoto che garantisce una pressione interna di 0.000132 Atm.



- 110 – Parete laterale caricata a compressione
- 155 – Coperchio parabolico superiore caricato in tensione
- 115 – Canale di uscita del veicolo di lancio

Il vuoto all'interno è mantenuto da un certo numero di fogli di Mylar o simili che il payload perfora al momento del lancio.

Per evitare che l'aria possa entrare in quantità significativa all'interno della camera di lancio, danneggiandone il contenuto ancora in rotazione, il canale di uscita è provvisto di porte a rapidissima chiusura che vengono azionate immediatamente dopo il passaggio del payload.

La proposta di Spinlaunch è indubbiamente tra le più innovative degli ultimi anni. Gli obiettivi di costo e performance che essa si pone sono senz'altro ambiziosi, e gli strumenti necessari al loro raggiungimento richiedono soluzioni senza precedenti.

L'analisi del progetto e il dimensionamento preliminare hanno portato alla luce le problematiche dell'impianto, ma indicano anche come esse siano risolvibili adattando tecnologie esistenti o con soluzioni nuove ma ragionevoli.

Previa il mantenimento del sostegno economico fin'ora ottenuto credo che Spinlaunch possa raggiungere gli obiettivi a lungo termine che si prepone, e credo che la fiducia riposta nel progetto da parte di aziende ed enti di spicco quali Airbus e NASA convalidi questa affermazione.

Vi ringrazio per l'attenzione

- [1] User hold50 Space Stats online. Orbital launches by year. <https://spacestatsonline.com/>. 2025.
- [2] Union of Concerned Scientists. UCS Satellite Database. <https://www.ucs.org/resources/satellite-database>. 1 Mag. 2023.
- [3] YANEY JONATHAN. «Circular mass accelerator». Granted Patent US 10202210 B2 (United States). 12 Feb. 2019. url: <https://lens.org/140-380-906-815-155>.
- [4] Spinlaunch. A new way to get to space. <https://www.spinlaunch.com/>. 2025.
- [5] Arif Karabeyoglu. AA 284a Advanced rocket propulsion, Lecture 7b: Gravity losses. A cura di Department of Aeronautics, Stanford University Astronautics e Mechanical Engineering KOC university. 2019. url: [https://web.stanford.edu/~cantwell/AA284A\\_Course\\_Material/Karabeyoglu%20AA%20284A%20Lectures/AA284a\\_Lecture7\\_Gravity\\_Loss.pdf](https://web.stanford.edu/~cantwell/AA284A_Course_Material/Karabeyoglu%20AA%20284A%20Lectures/AA284a_Lecture7_Gravity_Loss.pdf).
- [6] Hermann Oberth. Ways to spaceflight. Originally "wege zur raumschiffart", R. Oldenbourg Verlag, Munich Berlin, 1929. National Aeronautics, Space Administration; for sale by the Clearinghouse for Federal Scientific e Technical Information, Springfield, Va, 1972.
- [7] SpaceX. Falcon 9 Rocket. <https://www.spacex.com/vehicles/falcon-9/>. 2025.
- [8] Widick F. Shuttle's 160 hour ground turnaround - A design driver. 1 Gen. 1977. url: <https://ntrs.nasa.gov/search?q=%2019770052475&page=%7B%22from%22:0,%22size%22:25%7D&author=Widick,%20F..>
- [9] RocketLab. Rocket Lab Adds Two New Missions to 2025 Electron Launch Manifest, Schedules First Launch in Four Days' Time. url: <https://rocketlabcorp.com/updates/rocket-lab-adds-two-new-missions-to-2025-electron-launch-manifest-schedules-first-launch-in-four-days-time/>.
- [10] MATSUI BRUNO et al. «Circular mass accelerator for off-world applications». Granted Patent US 12263963 B2 (United States). 1 Apr. 2025. url: <https://lens.org/018-723-722-675-468>.
- [11] Cierra Choucair. How Much Does It Cost to Launch a Rocket? (By Type & Size). 1 Feb. 2025. url: <https://spaceinsider.tech/2023/08/16/how-much-does-it-cost-to-launch-a-rocket/>.
- [12] User @Deimosdream. Commercial Launch Price/Performance Points. 14 Gen. 2022. url: <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?topic=55606.0>.
- [13] LAWHON CARL, CLARKE MAXIM e YANEY JONATHAN. «Ruggedized Avionics with Stiffening Frames for Use on Kinetically Launched Vehicles». Patent Application US 2022/0377924 A1 (United States). 24 Nov. 2022. url: <https://lens.org/119-550-531-600-294>.
- [14] Henkel AG & Co. KGaA. Loctite EA9492 Technical Data Sheet. Nov. 2014. url: [https://datasheets.tdx.henkel.com/LOCTITE-EA-9492-en\\_GL.pdf](https://datasheets.tdx.henkel.com/LOCTITE-EA-9492-en_GL.pdf).
- [15] CLARKE MAXIM, LAWHON CARL e YANEY JONATHAN. «Ruggedized reaction wheel apparatus for use on kinetically launched satellites». Patent Application US 2021/0237911 A1 (United States). 5 Ago. 2021. url: <https://lens.org/196-000-295-286-913>.
- [16] LAWHON CARL, CLARKE MAXIM e YANEY JONATHAN. «Ruggedized solar panel for use on a kinetically launched satellite». Patent Application EP 3759021 A1 (European Patent Office). 6 Gen. 2021. url: <https://lens.org/115-271-908-360-386>.
- [17] Toray Composite Materials America Inc. T1100G Technical Data Sheet. 7 Gen. 2018. url: <https://www.toraycma.com/wp-content/uploads/T1100G-Technical-Data-Sheet-1.pdf>.
- [18] Toray Composite Materials America Inc. T800H Technical Data Sheet. 13 Apr. 2018. url: <https://www.toraycma.com/wp-content/uploads/T800H-Technical-Data-Sheet-1.pdf>.
- [19] Toray Composite Materials America Inc. T800S Technical Data Sheet. 13 Apr. 2018. url: <https://www.toraycma.com/wp-content/uploads/T800S-Technical-Data-Sheet-1.pdf>.
- [20] Unicomposite. What is pultrusion and what is it used for? url: <https://www.unicomposite.com/what-is-pultrusion-used-for/>.
- [21] Spinlaunch. Flight Test 10: The First Payloads. 27 Set. 2022. url: [https://www.youtube.com/watch?v=M\\_50TM3OeEw](https://www.youtube.com/watch?v=M_50TM3OeEw).
- [22] NIST. url: <https://www.nist.gov/pml/special-publication-811/nist-guide-si-appendix-b-conversion-factors/nist-guidesi-appendix-b8>.
- [23] Stefano Lenci. Lezioni di Meccanica Strutturale. Società Editrice Esculapio s.r.l., 2023.
- [24] ABB Switzerland LTD. ABB Sets World Record for NASA Wind Tunnel. 1997. url: [https://library.e.abb.com/public/9907a49a8cf40088c12570eb004758c4/Nasa\\_Windtunnel\\_Fan.pdf](https://library.e.abb.com/public/9907a49a8cf40088c12570eb004758c4/Nasa_Windtunnel_Fan.pdf).